بهینه‌سازی طول ناحیه‌ی مکش بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ با استفاده از مدل آشفتگی تنش رینولدز (RSM)*

کیانوش یوسفی[۱] سیدرضا صالح[۲]

چکیده *در تحقیق حاضر تأثیر مکش و پارامترهای مؤثر بر آن از جمله سرعت بی‌بعد مکش، ضریب مکش و طول ناحیه‌ی مکش به‌منظور کنترل جریان بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ به‌صورت عددی مورد بررسی قرار گرفته است. عدد رینولدز جریان 5×10^5 و جریان کاملا آشفته است. جریان آشفته با استفاده از مدل تنش رینولدز مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفته است. مکش بر روی ایرفویل به‌صورت یکنواخت و نرمال (مکش عمودی) مدل شده و طول ناحیه‌ی مکش از ۱/۵ تا ۳ درصد طول وتر تغییر می‌کند. با توجه به مطالعات گذشته جت مکش در فاصله‌ی بهینه، یعنی ۱۰ درصد طول وتر از لبه‌ی حمله، قرار گرفته است. سرعت مکش از ۰/۱ تا ۰/۵ برابر سرعت جریان آزاد در نظر گرفته شده است. نتایج حاکی از آن است که با افزایش سرعت بی‌بعد مکش، ضریب برآ افزایش و ضریب پسا کاهش می‌یابد. بیش‌ترین مقدار افزایش نسبت برآ به پسا در سرعت بی‌بعد مکش ۰/۵ می‌باشد. هم‌چنین با افزایش طول ناحیه‌ی مکش، نسبت برآ به پسا افزایش می‌یابد و در طولی معادل ۲/۵ درصد طول وتر این مقدار به بیش‌ترین حد خود می‌رسد. به عبارتی دیگر، طول بهینه جت مکش بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ برابر با ۲/۵ درصد طول وتر می‌باشد.*

واژه‌های کلیدی مکش، کنترل جریان، طول ناحیه‌ی مکش، سرعت بی‌بعد مکش، نیروی برآ و پسا.

Optimization of Suction Jet Width on NACA 0012 Airfoil with Using of Reynolds Stress Model (RSM)

K. Yousefi S.R. Saleh

Abstract *In this study, the effect of suction and the parameters affecting this process including suction amplitude, suction coefficient and the suction jet width has been investigated numerically on NACA 0012 airfoil to control the fluid flow features. The flow has been assumed to be fully turbulent with the Reynolds number of 5×10^5. The turbulence model employed is Reynolds Stress Model (RSM). Suction on the airfoil was considered to be normal and uniform (perpendicular suction) and suction jet widths were from 1.5 to 3 percent chord length. Based on previous studies, suction jet is located in optimal distance, with 10 percent chord length from the leading edge and the range of suction jet entrance velocity was selected from 0.1 to 0.5 of freestream velocity. Results of present study demonstrate that the lift coefficient increases and drag coefficient decreases while suction amplitude is increased. The maximum rise in lift to drag ratio is seen at suction amplitude of 0.5. In addition, the lift to drag ratio climbs when suction jet width increases and reaches to its maximum value at 2.5 percent chord length. In the other words, the suction jet width of 2.5 percent chord length is the optimum width of suction jet on the NACA 0012 airfoil.*

Key Words Suction, Flow Control, Suction Jet Length, Suction Amplitude, Lift and Drag Coefficient.

---

* تاریخ دریافت مقاله ۹۱/۷/۳۰ و تاریخ پذیرش آن ۹۲/۷/۱۵ می‌باشد.

(۱) نویسنده‌ی مسؤول: کارشناس ارشد، گروه مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی واحد مشهد، مشهد، ایران.
(۲) استادیار، گروه مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی واحد مشهد، مشهد، ایران.

مقدمه

وجود لایه‌ی مرزی مشکلات زیادی را برای طراحی در بیش‌تر زمینه‌های مکانیک سیالات موجب می‌شود. روش‌هایی که برای اداره کردن لایه‌ی مرزی، یا افزایش نیروی برآ و کاهش نیروی پسا توسعه یافته‌اند به‌عنوان کنترل لایه‌ی مرزی یا کنترل جریان شناخته می‌شوند. هدف از کنترل جریان در ایرفویل، رسیدن به نیروی برآی بیش‌تر و نیروی پسای کم‌تر و در نهایت افزایش عملکرد ایرفویل با افزایش نسبت نیروی برآ به پسا است. روش‌های کنترل لایه‌ی مرزی به دو دسته‌ی غیرفعال (Passive)، که احتیاج به کنترل‌کننده ندارد و فعال (Active)، که به کنترل کننده و سنسورهای کنترل‌کننده نیازمند است، تقسیم می‌شود. مکش و دمش یکنواخت نرمال از روش‌های غیرفعال کنترل جریان است که در سال‌های گذشته مورد توجه بسیاری قرار گرفته است. البته اکثر مطالعات بر روی مکش و یا دمش نوسانی در نزدیکی لبه‌ی حمله متمرکز بوده است، در حالی که تأثیر تغییر پارامترهای مکش و دمش به‌صورت جداگانه کم‌تر مورد توجه قرار گرفته‌اند که زمینه‌های تحقیقاتی مناسبی را فراهم می‌کند.

مطالعات زیادی بر روی کنترل جریان به روش‌های مختلف انجام شده است. اولین بار پرانتل [1] از مکش لایه‌ی مرزی بر روی سطح استوانه برای نشان دادن تأثیرات قابل توجه آن بر خطوط جریان استفاده کرد. اولین آزمایش‌ها برای کنترل جریان بر روی ایرفویل، در اواخر سال‌های ۱۹۳۰ تا ۱۹٤۰ میلادی انجام شد. در سال ۱۹۳۹ میلادی محققان آزمایشگاه لانگلِی مموریال ناکا (NACA Langley Memorial) اثر مکش را بر جدایش لایه‌ی مرزی با استفاده از شکاف‌هایی در سطح ایرفویل در تونل باد مورد بررسی قرار دادند. هم‌چنین در سال ۱۹٤۱ اولین آزمایش‌ها در مورد پرواز واقعی انجام شد [2]. راویندران [3] بر روی دمش و مکش مماسی ناپایدار به‌منظور کنترل جریان بر روی ایرفویل TAU0015 مطالعه کرد. وی اثرات دمش و مکش جرم خالص صفر یا جت‌های ترکیبی (Synthetic Jets) را بر روی افزایش نیروی برآ مورد بررسی قرار داد و توانست مقدار ضریب برآ را در زاویه‌ی حمله‌ی ۲۲ درجه ۲۳ درصد و در زاویه‌ی حمله‌ی ۲٤ درجه ۵۵ درصد افزایش دهد. هم‌چنین مطالعات دیگری با استفاده از روش‌های تحلیلی [4,5]، آزمایشگاهی [6,7] و عددی [8-10] بر روی ایرفویل‌های ضخیم و ناکا انجام شده است. این مطالعات نشان دادند که استفاده از کنترل جریان (دمش، مکش و جت‌های ترکیبی) بر روی ایرفویل موجب افزایش نسبت برآ به پسا می‌شود.

هانگ و همکارانش [11] کنترل جریان با استفاده از دمش و مکش بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ را مورد مطالعه قرار دادند. آن‌ها نشان دادند هنگامی که محل جت و زاویه‌ی حمله‌ی هر دو مورد توجه قرار می‌گیرند، مکش عمودی در نزدیکی لبه‌ی حمله و در فاصله‌ای بین ۰/۰۷۵ تا ۰/۱۲۵ طول وتر، به‌تر از سایر موقعیت‌ها موجب افزایش نیروی برآ می‌شود. در مورد دمش، دمش مماسی در پایین دست جریان و در فاصله‌ای بین ۰/۳۷۱ تا ۰/۸ طول وتر، منجر به بیش‌ترین افزایش در نیروی برآ می‌شود. رسندیز [12] شبیه‌سازی عددی کنترل جریان با تزریق نوسانی سیال را بررسی نمود. وی توانست با به‌کار بردن جت‌های ترکیبی بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ نیروی برآ را به اندازه‌ی ۹۳ درصد افزایش دهد. بِلیگانور و لِبیو [13] بر روی کاربرد الگوریتم تکاملی برای بهینه‌سازی کنترل جریان مطالعه کردند. آن‌ها با استفاده از دو جت دمشی و دو جت مکشی بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ توانستند ۱۲ درصد نسبت برآ به پسا را افزایش دهند. معین و یو [14] کنترل جریان با جت‌های ترکیبی بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۵ را با روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ مطالعه کردند. در این بررسی آن‌ها توانستند با تغییر پارامترهای جت‌های ترکیبی به میزان ۷۰ درصد در

ضریب برآ افزایش و ۱۸ درصد در ضریب پسا کـاهش ایجاد کنند. تونکِر و آکایوز [15] بهینه‌سازی پارامترهای جت ترکیبی بـر روی ایرفویـل ناکـا ۰۰۱۵ در زوایـای حمله متفاوت را مطالعه کردند تـا نسـبت بـرآ بـه پسـا ماکزیمم شود. کیم و همکارانش [16] نیز کنترل جریان بر روی ایرفویل ناکا ۲۳۰۱۲ را با استفاده از جـت‌هـای ترکیبی بررسی کردند. آن‌ها پارامترهای زاویه‌ی حملـه، سرعت جت و فرکانس جت را بـرای اعـداد رینولـدز نسبتاً بزرگ مطالعـه کردنـد. در آن تحقیـق بـیش‌تـرین مقدار برآ هنگامی به‌دست آمد که نقطـه‌ی جـدایش بـر محل قرارگیری جت‌ها منطبق و فرکانس بی‌بعـد شـده برابر با یک انتخاب شد، بـه‌دسـت آمـد. پیپِـراس [17] کنترل جریان را از طریق آرایش‌های متفاوت مکش بـر روی ایرفویل ناکـا ٤٤١٥ بررسـی نمـود. وی توانسـت بیش‌ترین مقدار نیـروی بـرآ را بـه‌انـدازه‌ی ۲۰ درصـد افزایش دهد. هم‌چنین مطالعات دیگری نیز بـه‌صـورت آزمایشگاهی [20-18] و عددی [24-21] به‌منظور کنترل جریان (مکش و دمش یکنواخت یا نوسانی و هم‌چنین جت‌های ترکیبی) بر روی انواع ایرفویل‌ها انجـام شـده است.

سِردار گِنک و همکارانش [25] تـأثیرات دمـش و مکش را بر روی ایرفویل ناکا ۲٤۱۵ در ناحیـه‌ی گـذرا به‌صورت عددی بررسی کردند. در شبیه‌سازی مکش و دمش، حباب‌های جدایش به‌طور کامل از بین نرفتند اما یا کاهش یافتند و یا به پایین دست جریان منتقل شدند. آن‌ها نشان دادند که به‌ترین نتایج با مکش تنها حاصـل می‌شود. یاگیز و همکارانش [26] بر روی بهینه سـازی پسا بر روی ایرفویل Rae5243 در شرایط صـوتی و از طریق مکش مطالعه کردند. آن‌ها توانسـتند بـا انتخـاب پارامترهای بهینه، ضریب مکش، محل قرارگیری جـت مکش و زاویه‌ی مکش، نسبت برآ به پسا را در حـدود بیست درصد افزایش دهند. طاها عبدالله و همکـارانش [27] نیز بر روی مکش عمودی پیوسـته بـر روی یـک بال با مقطع ناکا ۰۰۱۵ به‌صورت آزمایشـگاهی مطالعـه کردند. در این تحقیق آن‌ها محل قرارگیری کانـال‌هـای مکش از لبه‌ی حمله و هـم‌چنـین قـدرت مکـش را در اعداد رینولدز و زوایای حمله‌ی متفاوت بررسی کردند. گودرزی و همکارانش [28] نیز کنترل جریان بـر روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ را به‌صورت عددی مطالعـه کردنـد. نتایج نشان داد که با استفاده از مکـش بـر روی سـطح بالایی ایرفویل جدایش به تأخیر می‌افتد و نسبت برآ به پسا افزایش خواهد یافت. به‌تـرین نتـایج بـا مکـش در فاصله‌ی ۱۰ درصد طول وتر از لبه‌ی حمله و با سرعتی برابر با نصف سرعت جریان آزاد به‌دست آمد. هم‌چنین یوسفی و همکارانش [29]، مطالعات انجام‌شده بر روی روش‌های افزایش یا کاهش نیروی بـرآ و پسـای انـواع ایرفویل همراه با مکش و دمش را مـورد بررسـی قـرار دادند.

مطالعات بسـیاری در حـوزه‌ی کنتـرل جریـان بـا استفاده از مکش بر روی انواع ایرفویل‌های ناکـا انجـام شده است. پارامترهای مختلف جـت مکـش از جملـه سرعت جت، فرکانس جت، زاویـه‌ی ورود جریـان بـه جت، فاصله‌ی جت از لبه‌ی حمله و غیره مورد بررسی و تحلیل قرار گرفته‌اند، که در ایـن بـین پـارامتر طـول جت مکش کم‌تر ارزیابی شده است. در تحقیق حاضر، تـأثیر تغییـرات طـول ناحیـه‌ی مکـش بـر مشخصـات آیرودینامیکی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در یک جریـان کـاملاً آشفته و با زوایای حمله‌ی متفاوت، به‌کمک شبیه‌سازی عددی مطالعه شـده و در نهایـت طـول بهینـه‌ی جـت مکش بر روی سطح بالایی ایرفویل به‌منظور دستیابی به بیش‌ترین مقدار نسبت برآ به پسا، تعیین شده است.

معادلات حاکم

با توجه بـه سـرعت جریـان، هـوا بـه‌صـورت سـیالی تراکم‌ناپذیر با خـواص فیزیکـی ثابـت رفتـار مـی‌کنـد. جریان مورد بررسی در ایـن تحقیـق جریـانی پایـا، دو بعدی و مغشوش فرض شده است. بنـابراین معـادلات

پیوستگی و مومنتم برای این جریان با استفاده از متغیرهای تانسوری عبارتند از:

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (۱)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\mu\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \right.\right. \quad (۲)$$
δij23∂ul∂xl+∂∂xj−ρui′uj′

که در آن ρ چگالی، u سرعت، P فشار استاتیک، μ لزجت دینامیکی سیال و δ_{ij} دلتای کرونکر است. در معادله‌ی مومنتم عبارت $-\rho\overline{u'_i u'_j}$ به تانسور تنش رینولدز معروف است که با وارد کردن اثرات آشفتگی ظاهر شده است. با استفاده از رابطه‌ی بوزینسک [30] می‌توان مؤلفه‌های تانسور تنش رینولدز را به نرخ متوسط تغییر شکل ارتباط داد. شکل تراکم‌ناپذیر رابطه‌ی بوزینسک عبارت است از:

$$\rho\overline{u'_i u'_j} = \mu_t\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right) - \frac{2}{3}\rho k \delta_{ij} \quad (۳)$$

$$k = \frac{1}{2}\left(\overline{u'^2} + \overline{v'^2} + \overline{w'^2}\right) \quad (٤)$$

که در آن μ_t لزجت آشفتگی و k انرژی جنبشی مربوط به آشفتگی در واحد جرم است. بنابراین برای مدل‌سازی جریان آشفته، به‌جای پیش‌بینی تانسور تنش رینولدز کافیست توزیع لزجت آشفتگی را با استفاده از مدل‌های آشفتگی تعیین نماییم.

مدل آشفتگی تنش رینولدز

مدل آشفتگی تنش رینولدز (RSM) یا مدل مرتبه‌ی دوم از پیچیده‌ترین و پرهزینه‌ترین مدل‌های آشفتگی می‌باشد که توصیف به مراتب دقیق‌تری از آشفتگی را ارائه داده است و بر روی طیف وسیعی از جریان‌های مهندسی معتبر می‌باشد. در مدل‌های آشفتگی رایج مانند $k-\varepsilon$، $k-\omega$ و انواع مدل‌های یک، دو و یا سه معادله‌ای به‌جای پیش‌بینی تانسور تنش رینولدز، توزیع لزجت آشفتگی تعیین می‌شود. در حالی که در مدل آشفتگی تنش رینولدز مؤلفه‌های مجهول تانسور تنش رینولدز به‌صورت مستقیم از حل معادلات انتقال دیفرانسیلی (که در آن‌ها تنش‌های رینولدز متغیرهای وابسته می‌باشند) به‌دست می‌آیند. معادله‌ی انتقالی برای تنش‌های رینولدز در مدل RSM عبارت است از [31]:

$$C_{ij} = D_{ij} - P_{ij} + \varphi_{ij} - \varepsilon_{ij} \quad (۵)$$

که در آن

$$C_{ij} = \frac{\partial}{\partial t}\left(\overline{u'_i u'_j}\right) + \frac{\partial}{\partial x_k}\left(\rho u_k \overline{u'_i u'_j}\right) \quad (٦)$$

$$D_{T,ij} = -\frac{\partial}{\partial x_k}\left(\rho\overline{u'_i u'_j u'_k} + \overline{p\delta_{kj}u'_i + \delta_{ik}u'_j}\right) \quad (۷)$$

$$D_{L,ij} = \frac{\partial}{\partial x_k}\left(\mu\frac{\partial}{\partial x_k}\overline{u'_i u'_j}\right) \quad (۸)$$

$$P_{ij} = \rho\left(\overline{u'_i u'_k}\frac{\partial u_j}{\partial x_k} + \overline{u'_j u'_k}\frac{\partial u_i}{\partial x_k}\right) \quad (۹)$$

$$\varphi_{ij} = \overline{p\left(\frac{\partial u'_i}{\partial x_k} + \frac{\partial u'_j}{\partial x_k}\right)} \quad (۱۰)$$

$$\varepsilon_{ij} = 2\mu\overline{\left(\frac{\partial u'_i}{\partial x_k}\right)\left(\frac{\partial u'_j}{\partial x_k}\right)} \quad (۱۱)$$

در روابط فوق C_{ij} ترم جابه‌جایی، $D_{T,ij}$ ترم نفوذ آشفتگی، $D_{L,ij}$ ترم نفوذ مولکولی، P_{ij} تولید آشفتگی به واسطه‌ی کرنش متوسط، φ_{ij} ترم همبستگی بین فشار و کرنش آشفته و ε_{ij} ترم اضمحلال آشفتگی می‌باشد. ترم‌های جابه‌جایی، نفوذ مولکولی و تولید آشفتگی ترم‌هایی صریح است که احتیاج به مدل کردن ندارند. برای به‌دست آوردن صورت قابل حل معادله‌ی (۵) به مدل‌هایی برای عبارت‌های نفوذ آشفتگی، نرخ اضمحلال و ارتباط بین کرنش- فشار نیاز است. لاندر و همکارانش [32] و هم‌چنین رودی [33] جزئیات کاملی از اغلب مدل‌های عمومی ارائه کرده‌اند که بیان آن‌ها از حوصله‌ی این مقاله خارج است.

انتخاب پارامترهای مسأله

در تحقیق حاضر برای شبیه‌سازی عددی مسأله، از نرم‌افزار فلوئنت (Fluent 6.3.26) استفاده شده است. که عدد رینولدز جریان ۵×۱۰^{۵}، سرعت جریان آزاد ۷/۳۰۳۷ m/s و سیال مورد نظر هوا می‌باشد. در شکل (۱) هندسه‌ی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲، محل قرارگیری جت مکش (L_j)، زاویه‌ی مکش (θ) و طول ناحیه‌ی مکش (h) نشان داده شده است. طول وتر ایرفویل یک متر و جت مکش در فاصله‌ی ۱۰ درصد طول وتر از لبه‌ی حمله قرار گرفته است. بر اساس مطالعات گذشته [11,12,14,15] فاصله‌ای که باعث بیش‌ترین افزایش در نسبت برآ به پسا می‌شود برابر با ۱۰ درصد طول وتر از لبه‌ی حمله، برای جت مکش می‌باشد. طول شکاف مکش برابر با ۱/۵، ۲، ۲/۵ و ۳ درصد طول وتر و هم‌چنین سرعت بی‌بعد مکش (نسبت سرعت مکش به سرعت جریان آزاد) برابر با ۰/۱، ۰/۳ و ۰/۵ می‌باشد. بنابراین سه پارامترِ سرعت بی‌بعد مکش (A)، ضریب مکش (C_μ) و طول بی‌بعد ناحیه‌ی مکش (H)، مورد بررسی قرار می‌گیرند. هم‌چنین زاوایای حمله‌ی ۱۲ تا ۱۸ درجه را مورد توجه قرار می‌دهیم. سرعت بی‌بعد مکش و سرعت‌های ورودی جت مکش عبارتند از:

$$A = \frac{u_j}{u_\infty} \quad (۱۲)$$

$$u = A.\cos(\theta + \beta) \quad (۱۳)$$

$$v = A.\sin(\theta + \beta) \quad (۱۴)$$

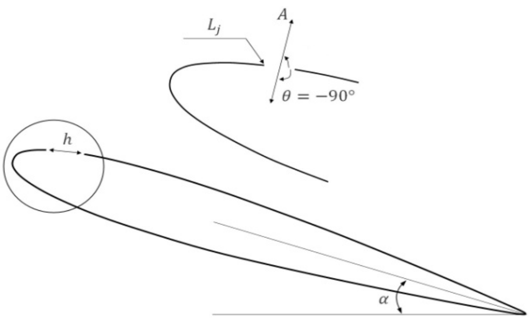
که در آن β زاویه‌ی بین جریان آزاد و سطح ایرفویل در محل جت مکش و θ زاویه‌ی بین جریان ورودی به جت مکش و سطح ایرفویل در همان محل می‌باشد. باید توجه داشته باشیم که مقادیر منفی θ مربوط به مکش و مقادیر مثبت آن مربوط به دمش است. از آن‌جایی که در این تحقیق مکش یکنواخت نرمال (مکش عمودی) مورد بررسی قرار می‌گیرد، بنابراین θ برابر با ۹۰- درجه است. در نهایت ضریب مکش برابر است با:

$$C_\mu = \frac{\rho.h.v_j^2}{\rho.C.u_\infty^2} = \frac{h}{C} \times \frac{u_j^2}{u_\infty^2} \quad (۱۵)$$

$$H = \frac{h}{C} \quad (۱۶)$$

$$C_\mu = H.A^2 \quad (۱۷)$$

همان‌طور که رابطه‌ی (۱۷) نشان می‌دهد، ضریب مکش به دو پارامترِ سرعت بی‌بعد مکش (A) و طول بی‌بعد ناحیه‌ی مکش (H) بستگی دارد، بنابراین با تغییر هر یک از آن‌ها، ضریب مکش تغییر می‌کند. برای بررسی کامل اثرات این سه پارامتر بیش از ۳۵۰ شبیه‌سازی عددی انجام شده است.

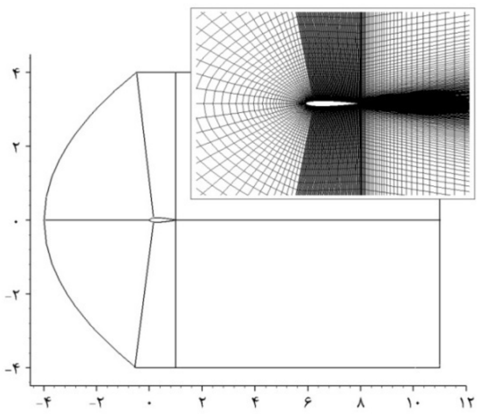


شکل ۱ پارامترهای مکش

روش حل

برای گسسته‌سازی معادلات حاکم بر جریان از روش بالادست (آپویند) مرتبه‌ی اول و دوم استفاده شده است. ابتدا معادلات حاکم را با روش بالادست مرتبه‌ی اول منفصل می‌کنیم و سپس آن‌ها را با استفاده از روش سیمپل حل می‌کنیم. دقت همگرایی در این مرحله از O(٦) است. سپس معادلات حاکم را با استفاده از روش بالادست مرتبه دو منفصل می‌کنیم و با روش سیمپل حل می‌کنیم. در این مرحله دقت همگرایی تا جایی است که ضریب برآ و پسا به‌طور کامل همگرا

شوند، که این اتفاق معمولاً در O(۸) رخ می‌دهد. باید توجه داشته باشیم که جواب‌های به‌دست آمده از حل روش بالادست مرتبه اول را به‌عنوان حدس اولیه برای روش بالادست مرتبه دوم در نظر می‌گیریم. در این شبیه‌سازی سعی بر آن است که مشخصات تونل باد آزمایشگاهی را در نظر بگیریم، بدین منظور شدت اغتشاشات جریان کم‌تر از ۰/۱ درصد است. ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ با استفاده از یک شبکه‌ی C شکل مش‌بندی شده است. محدوده‌ی حل ایرفویل (شبکه‌ی C شکل) به‌صورت بلوک‌بندی شده در نظر گرفته شده است، تا توانایی تشکیل یک مش منظم وجود داشته باشد. این شبکه در شکل (۲) نشان داده شده است. محدوده‌ی حل ایرفویل دارای ابعاد، چهار برابر طول وتر ایرفویل برای جریان بالادست و یازده برابر طول وتر ایرفویل برای جریان پایین‌دست و هم‌چنین چهار برابر طول وتر ایرفویل از بالا و پایین می‌باشد.

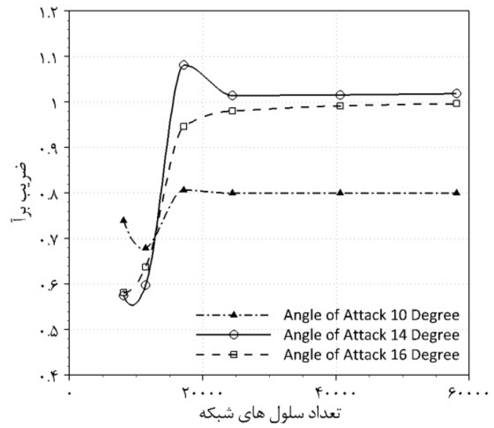


شکل ۲ شبکه‌ی C شکل مش‌بندی شده همرا با بلوک‌بندی

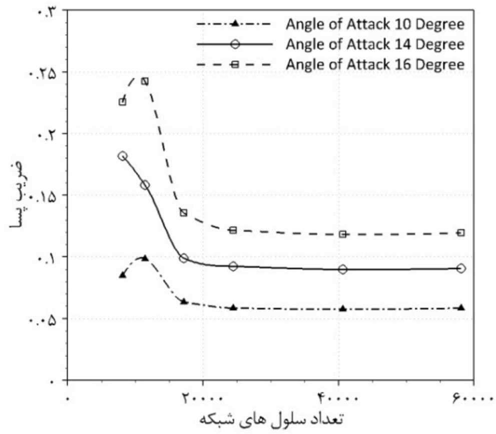
جدول ۱ بررسی استقلال از مش در زاویه‌ی حمله‌ی ۱۶ درجه

ضریب پسا	ضریب برآ	تعداد مش
۰/۲۲۵۶۱	۰/۵۸۱٤۷	۸۰۹٦
۰/۱۳۵۷۲	۰/۹٤٦۲۲	۱۷۱٦۰
۰/۱۲۱۷۵	۰/۹۸۰۸۳	۲٤٤۸۰
۰/۱۱۸۳۲	۰/۹۹۲۰۳	٤۰٦٤۰
۰/۱۱۹۵۷	۰/۹۹٦۲٤	۵۸۰۸۰

برای بررسی استقلال از مشِ این حل، ضرایب برآ و پسا در زوایای حمله‌ی ۱۰، ۱٤ و ۱٦ درجه در تعداد مش‌های مختلف بررسی شده‌اند. در جدول (۱) ضرایب برآ و پسا در زاویه‌ی حمله‌ی ۱٦ درجه بیان شده و هم‌چنین در شکل‌های (٤ و ۳) استقلال از مش برای زوایای حمله‌ی مختلف نشان داده شده است. در نهایت با بررسی استقلال از مش (جدول ۱ و شکل‌های ٤ و ۳) شبکه‌ای با ٤۱۰۰۰ سلول انتخاب شده است.



شکل ۳ بررسی استقلال از مش برای ضریب برآ در زوایای حمله‌ی ۱۲، ۱٤ و ۱٦ درجه

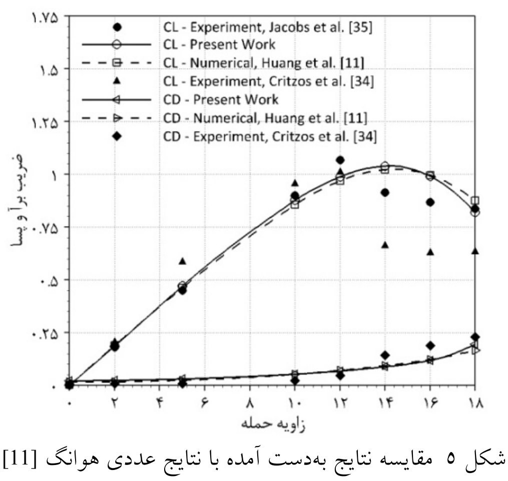


شکل ٤ بررسی استقلال از مش برای ضریب پسا در زوایای حمله‌ی ۱۲، ۱٤ و ۱٦ درجه

در تمامی حالات، حل‌ها تا جایی ادامه یافته‌اند که ضرایب برآ و پسا به‌طور کامل همگرا شوند. سپس

نتایج به‌دست آمده را با نتایج حل عددی هوانگ و همکارانش [11] و مقادیر آزمایشگاهی کریتزوس و همکارانش [34] و هم‌چنین جاکوبز و همکارانش [35] مورد مقایسه قرار می‌دهیم. هوانگ و همکارانش، بر روی کنترل جریان با دمش و مکش بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ با زاویه‌ی حمله‌ی ۱۸ درجه و عدد رینولدز ۵×۱۰^۵ مطالعه کردند. آن‌ها پارامترهای محل قرار گرفتن جت، دامنه‌ی نوسان و زاویه‌ی حمله‌ی ایرفویل را به‌صورت عددی بررسی کردند و برای مدل کردن مکش یک جت با پهنای ۲/۵ درصد طول وتر را در سطح بالایی ایرفویل قرار دادند؛ هم‌چنین در این بررسی از کد عددی GHOST که بر پایه‌ی حجم محدود استوار است استفاده کردند. کریتزوس و همکارانش، مشخصه‌های آئرودینامیکی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ را در اعداد رینولدز $۱/۸\times۱۰^۶$ و $۰/۵\times۱۰^۶$ با زوایای حمله‌ی صفر تا ۱۸۰ درجه به‌صورت آزمایشگاهی مورد بررسی قرار دادند. در شکل (۵) نتایج این حل‌ها با یکدیگر مقایسه شده‌اند. همان‌گونه که مشاهده می‌شود نتایج حل عددی انجام شده بسیار نزدیک به حل عددی هوانگ و هم‌چنین مقادیر آزمایشگاهی جاکوبز می‌باشد، به‌گونه‌ای که بیش‌ترین خطا در زاویه‌ی حمله‌ی ۱٤ درجه برای ضرایب برآ و پسای کم‌تر از دو درصد در مقایسه با نتایج عددی هوانگ و در حدود ۱۰ درصد در مقایسه با مقادیر آزمایشگاهی است. هم‌چنین در هر دو حل عددی زاویه‌ی استال ۱٤ درجه می‌باشد، در حالی که نتایج حاصل از اندازه‌گیری‌های آزمایشگاهی نشان می‌دهند که استال ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در زاویه‌ی حمله‌ی ۱۲ درجه رخ می‌دهد. اندازه‌گیری‌های آزمایشگاهی دیگری نیز در مرجع [36] گزارش شده است که این مقادیر آزمایشگاهی [34-36] دارای گستردگی زیادی هستند. این تفاوت در مقادیر آزمایشگاهی می‌تواند ناشی از تنظیم شرایط جریان، زبری سطح ایرفویل و یا خطای وسایل اندازه‌گیری باشد.

باید توجه داشته باشیم که انتخاب مدل آشفتگی تأثیر زیادی در تغییر زاویه‌ی استال خواهد داشت، به‌گونه‌ای که در شرایط یکسان با مدل آشفتگی $k-\varepsilon$ RNG، زاویه‌ی استال ١٦ درجه و با استفاده از مدل‌های آشفتگی انتقال تنش برشی منتر، تنش رینولدز و LES دو بعدی زاویه‌ی استال ١٤ درجه به‌دست آمد. هم‌چنین مدل‌های آشفتگی تنش رینولدز و LES دوبعدی نتایج به‌تری را نسبت به سایر مدل‌ها ارائه می‌دهند. در جدول (٢) مقادیر عددی درصد خطای هریک از مدل‌های آشفتگی در زاویه‌ی حمله ١٤ درجه نشان داده شده است. همان‌طوری که مشاهده می‌شود نتایج مدل‌های آشفتگی تنش رینولدز و LES دوبعدی به‌مراتب مناسب‌تر و دقیق‌تر از سایر مدل‌های آشفتگی می‌باشد. نکته‌ی حائز اهمیت آن است که با وجود دقت بیش‌تر مدل LES دوبعدی از مدل تنش رینولدز، در حدود سه درصد، هزینه‌های محاسباتی آن به‌مراتب بالاتر می‌باشد. بنابراین در این مقاله از مدل آشفتگی تنش رینولدز استفاده شده است.



شکل ٥ مقایسه نتایج به‌دست آمده با نتایج عددی هوانگ [11] و مقادیر آزمایشگاهی کریتزوس [34] و جاکویز [35]

جدول ٢ درصد خطای ضریب برآی مدل‌های آشفتگی نسبت به مقادیر عددی و آزمایشگاهی در زاویه‌ی حمله‌ی ١٤ درجه

زاویه‌ی استال	نسبت به مقادیر آزمایشگاهی [۳۵]	نسبت به مقادیر عددی [۱۱]	مدل آشفتگی
١٦	۳٤ ٪	۱۷ ٪	$k-\varepsilon$ RNG
١٤	۲۵ ٪	۱۱/۵ ٪	$k-\omega$ SST
١٤	۱۰/۵ ٪	۱/۸ ٪	RSM

١٤	٧/٥٪	–	LES

در ادامــه ضــریب فشــار ایرفویــل ناکــا ۰۰۱۲ در وضعیت بـدون مکـش در شـکل (٦) نشـان داده شـده اسـت. بایـد توجـه داشـته باشـیم کـه، ضـریب فشـار به‌صورت زیر تعریف می‌گردد:

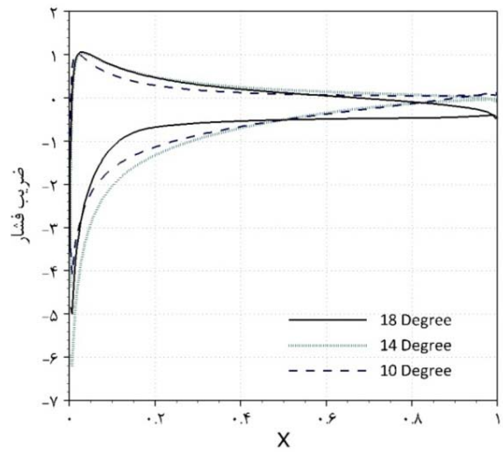
$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty u_\infty^2} \quad (۱۸)$$

کـه در آن p_∞ فشـار جریـان آزاد، ρ_∞ چگـالی سـیال جریان آزاد، u_∞ سرعت جریان آزاد و p فشار نقطـه‌ای است که ضریب فشار در آن محاسـبه مـی‌شـود. بـرای جریان تـراکم‌ناپـذیر، ضـریب فشـار را مـی‌تـوان تنهـا برحسب سـرعت بیـان نمـود. بـا اسـتفاده از معادلـه‌ی برنولی در نقطه‌ای دلخواه از جریان خواهیم داشت:

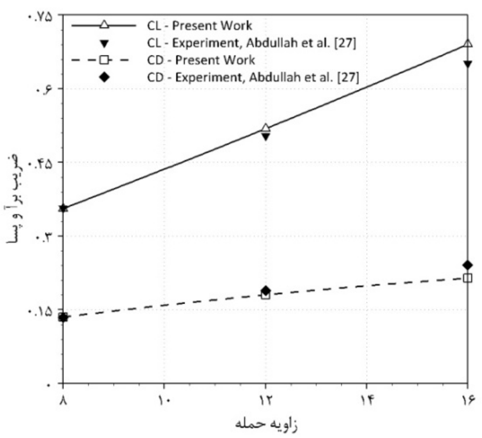
$$C_p = 1 - \left(\frac{u}{u_\infty}\right)^2 \quad (۱۹)$$

ضریب فشار یک بیانگر فشـار سـکون در نقطـه‌ی سکون است. باید توجه داشته باشیم که ضـریب فشـار در نقطه‌ی سکون در یک جریان تـراکم‌ناپـذیر همیشـه برابر یک (که این بیش‌ترین مقدار برای ضـریب فشـار در سرتاسـر میـدان جریـان مـی‌باشـد) و در جریـان تراکم‌پذیر بزرگ‌تر از یک اسـت. ضـریب فشـار صـفر نشان می‌دهد که فشـار موضـعی بـا فشـار جریـان آزاد برابر است. هم‌چنین در نواحی از جریان که $u > u_\infty$ و یا $p < p_\infty$ است، ضریب فشار مقداری منفـی خواهـد بود.

بـه‌منظـور تأییـد روش عـددی مـورد اسـتفاده در وضعیت همـراه بـا مکـش، نظـر بـه ایـن‌کـه داده‌هـای آزمایشگاهی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ تحت شـرایط مقالـه‌ی حاضر (عدد رینولدز جریان ۵×۱۰^۵ و در حالت بـدون مکش) در دسترس نیسـت، بنـابراین نتـایج عـددی بـا مقادیر تجربی ایرفویل ناکـا ۰۰۱۵ مـورد مقایسـه قـرار می‌گیرد. عبدالله و همکارانش [27] مکش عمـودی بـر روی یک بال با مقطع ایرفویل ناکا ۰۰۱۵ را بـه‌صـورت آزمایشـگاهی در اعـداد رینولـدز و زوایـای حملـه‌ی متفاوت بررسی کردند. در شـکل (۷) نتـایج حاصـل از روش عـددی مـورد اسـتفاده در تحقیـق حاضـر بـرای ایرفویل ناکا ۰۰۱۵ با نتـایج آزمایشـگاهی [27] تحـت شرایط عـدد رینولـدز $۲/۵\times۱۰^۵$ و قـدرت مکـش ۰/٦ مورد مقایسه قرار گرفته است. عـلاوه بـر ایـن شـکاف مکش در فاصله‌ای برابـر بـا ۰/۲۵ طـول وتـر از لبـه‌ی حمله قرار گرفته و طول آن برابر بـا ۰/۵ درصـد طـول وتر می‌باشد. همان‌گونه که مشاهده می‌شود نتایج حـل عددی تطابق بسیار خوبی با مقادیر تجربی دارد.



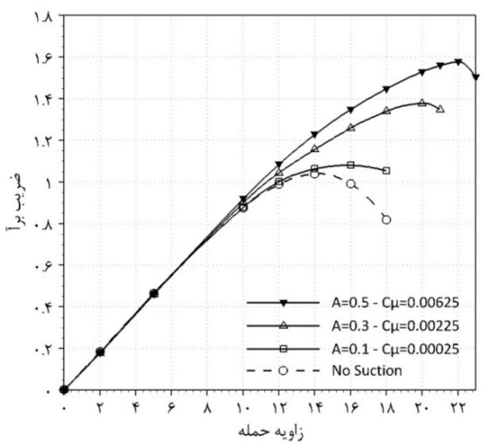
شکل ٦ ضریب فشار بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در زوایای حمله‌ی ۱۰، ١٤ و ۱۸ درجه



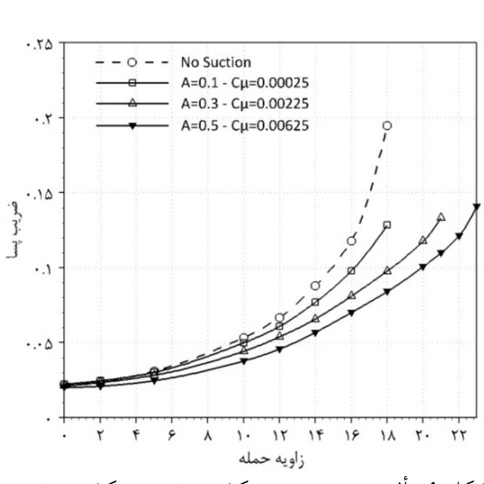
شکل ۷ مقایسه نتایج به‌دست آمده با نتایج آزمایشگاهی [27] برای ایرفویل ناکا ۰۰۱۵ در وضعیت همراه با مکش

نتایج

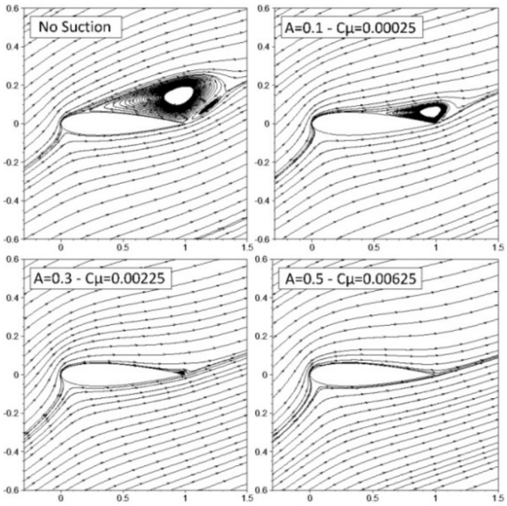
ابتدا تأثیر سرعت بی‌بعد مکش و ضریب مکش بر ضرایب برآ و پسا (شکل‌های ۹ و ۸) را بررسی می‌کنیم. برای به‌دست آوردن این نمودارها از طول ناحیه‌ی مکش برابر با ۲/۵ درصد طول وتر ایرفویل استفاده شده است. در این شکل‌ها سه سرعت بی‌بعد مکش ۰/۱، ۰/۳ و ۰/۵ با ضرایب مکش ۰/۰۰۰۲۵، ۰/۰۰۲۲۵ و ۰/۰۰۶۲۵ در نظر گرفته شده است. با افزایش ضریب مکش، ضریب برآ افزایش و ضریب پسا کاهش می‌یابد اما افزایش ضریب برآ در زوایای حمله‌ی کم‌تر از ۱۰ درجه بسیار ناچیز است، به گونه‌ای که در ضریب مکش ۰/۰۰۶۲۵ ضریب برآ فقط ۵ درصد افزایش یافته است. اما کاهش ضریب پسا مؤثرتر است و در زاویه‌ی حمله‌ی ۱۰ درجه برای ضریب مکش ۰/۰۰۶۲۵ در حدود ۳۰ درصد کاهش می‌یابد. بیش‌ترین افزایش نسبت برآ به پسا در ضریب مکشی برابر با ۰/۰۰۶۲۵ اتفاق می‌افتد که در زاویه‌ی حمله‌ی ۱۸ درجه ضریب برآ در حدود ۷۵ درصد افزایش و ضریب پسا ۵۷ درصد کاهش می‌یابد. با افزایش سرعت بی‌بعد مکش و یا ضریب مکش، تغییرات افزایشی ضریب برآ کاهش می‌یابد. در زاویه‌ی حمله‌ی ۱۸ درجه در ضریب مکش ۰/۰۰۲۲۵ نسبت به ۰/۰۰۰۲۵، ضریب برآ حدود ۲۲ درصد افزایش و ضریب پسا ۲۴ درصد کاهش می‌یابد، اما در ضریب مکش۰/۰۰۶۲۵ نسبت به ۰/۰۰۲۲۵، ضریب برآ ۷ درصد افزایش و ضریب پسا ۱٤ درصد کاهش می‌یابد. نکته‌ی حائز اهمیت دیگری که در مکش بر روی ایرفویل وجود دارد آن است که با افزایش ضریب مکش زاویه‌ی استال نیز افزایش می‌یابد. همان‌گونه که در شکل (۸) مشاهده می‌شود در وضعیت بدون مکش استال در زاویه‌ی حمله‌ی ١٤ درجه اتفاق می‌افتد اما با ضریب مکش ۰/۰۰۰۲۵ زاویه‌ی استال ١٦ درجه، با ضریب مکش ۰/۰۰۲۲۵ زاویه‌ی استال ۲۰ درجه و در نهایت با ضریب مکش ۰/۰۰۶۲۵، استال در زاویه‌ی ۲۲ درجه اتفاق می‌افتد. بنابراین با استفاده از مکش عمودی یکنواخت علاوه بر افزایش نسبت برآ به پسا، استال نیز به تأخیر می‌افتد و از زاویه‌ی استال ١٤ درجه در وضعیت بدون مکش به زاویه‌ی استال ۲۲ درجه می‌رسد. در شکل (۱۰) نیز خطوط جریان در اطراف ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ با زاویه‌ی حمله‌ی ۱۸ درجه برای ضرایب مکش متفاوت نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش سرعت بی‌بعد مکش و یا ضریب مکش، گردابه‌های تشکیل‌شده در پشت ایرفویل کاهش می‌یابد و در نهایت به‌طور کامل از بین می‌روند.



شکل ۸ تأثیر سرعت بی‌بعد مکش و ضریب مکش بر ضریب برآ در زوایای حمله‌ی متفاوت

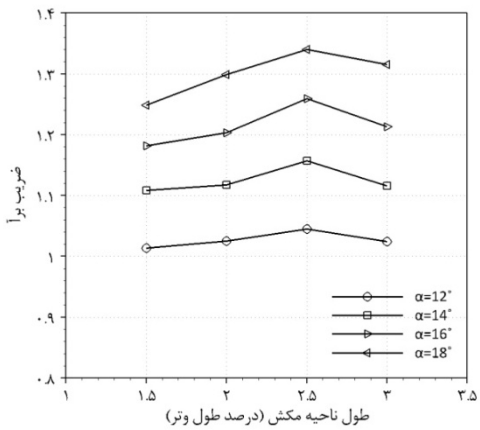


شکل ۹ تأثیر سرعت بی‌بعد مکش و ضریب مکش بر ضریب پسا در زوایای حمله‌ی متفاوت

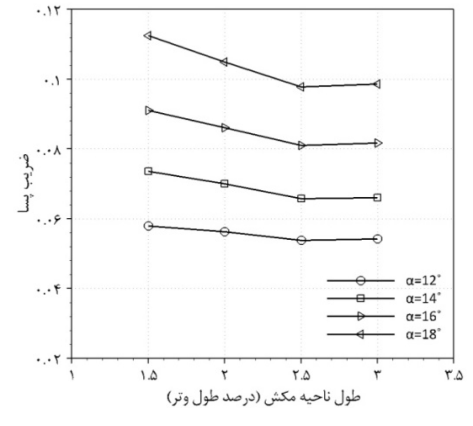


شکل ۱۰ خطوط جریان در اطراف ایرفویل با زاویه‌ی حمله‌ی ۱۸ درجه و ضرایب مکش متفاوت

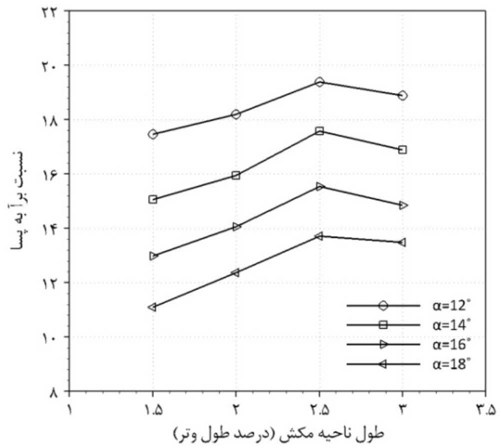
در ادامه تأثیر طول ناحیه‌ی مکش بر ضرایب برآ و پسا را مورد بررسی قرار می‌دهیم. در شکل‌های (۱۳-۱۱) تغییرات ضریب برآ، ضریب پسا و نسبت برآ به پسا با طول ناحیه‌ی مکش در سرعت بی‌بعد مکش ۰/۳ و در زوایای حمله‌ی متفاوت نشان داده شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود در زوایای حمله‌ی کوچک ضریب برآ و پسا به‌ازای تغییر طول ناحیه‌ی مکش تقریباً ثابت هستند، اما با افزایش زاویه‌ی حمله این تغییرات افزایش می‌یابد. با افزایش طول ناحیه‌ی مکش، ضریب برآ افزایش و ضریب پسا کاهش می‌یابد. این افزایش تا طول ناحیه‌ی مکش ۲/۵ درصد طول وتر ادامه می‌یابد و سپس تا رسیدن به طول ناحیه‌ی مکش ۳ درصد طول وتر کاهش خواهد یافت. نتایج به‌دست آمده برای طول ناحیه‌ی مکش ۲/۵ و ۳ درصد طول وتر بسیار به یکدیگر نزدیک می‌باشند. در زاویه‌ی حمله‌ی ۱۸ درجه با افزایش طول ناحیه‌ی مکش از ۱/۵ به ۲/۵ درصد طول وتر، ضریب برآ ۷ درصد افزایش و ضریب پسا ۱۵ درصد کاهش یافته است، اما با افزایش طول ناحیه‌ی مکش از ۲/۵ به ۳ درصد طول وتر، ضریب برآ در حدود دو درصد کاهش و ضریب پسا تقریباً ثابت باقی مانده است. بررسی نسبت برآ به پسا نیز نتایج مشابهی دارد. در زاویه‌ی حمله ۱۸ درجه، نسبت برآ به پسا با افزایش طول ناحیه‌ی مکش از ۱/۵ تا ۲/۵ درصد طول وتر، ۲۰ درصد افزایش می‌یابد اما برای طول ناحیه‌ی مکش ۲/۵ تا ۳ درصد طول وتر، نسبت برآ به پسا دو درصد کاهش می‌یابد. بنابراین طول ناحیه‌ی مکش بهینه را می‌توان ۲/۵ درصد طول وتر در نظر گرفت. دننبرگ و ویبرگ [37] نیز با بررسی‌های آزمایشگاهی بر روی یک ایرفویل متقارن با ضخامت ۱۰/۵۱ درصد همراه با جت مکش به طول ۲/۳ و ٦/۳ درصد، نشان دادند که طول ناحیه‌ی مکش بهینه‌ی ایرفویل ۲/۳ درصد طول وتر می‌باشد که صحت نتایج عددی این تحقیق را تأیید می‌کند.



شکل ۱۱ تغییرات ضریب برآ با طول ناحیه‌ی مکش برای سرعت بی‌بعد مکش برابر با ۰/۳

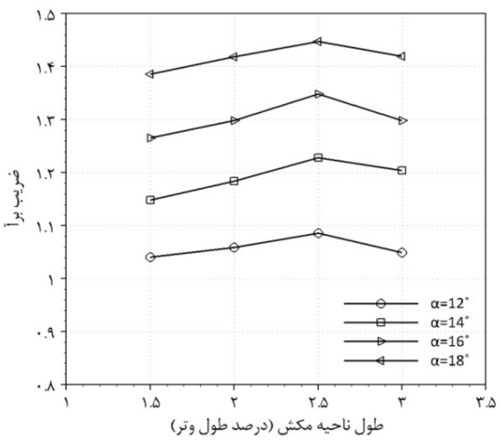


شکل ۱۲ تغییرات ضریب پسا با طول ناحیه‌ی مکش برای سرعت بی‌بعد مکش برابر با ۰/۳

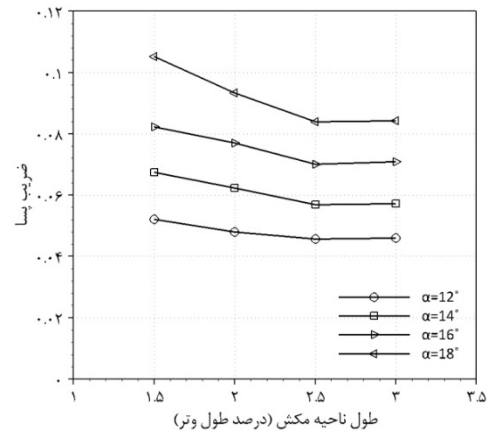


شکل ۱۳ تغییرات نسبت برآ به پسا با طول ناحیه‌ی مکش برای سرعت بی‌بعد مکش برابر با ۰/۳

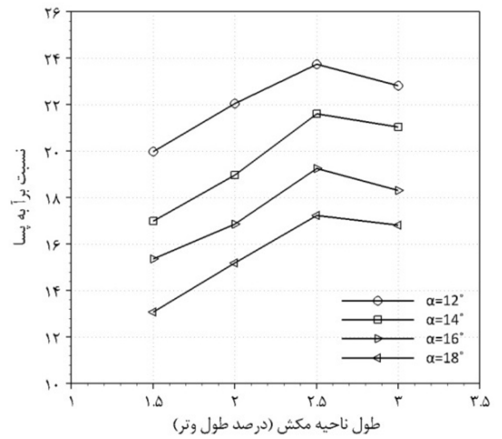
هم‌چنین در شکل‌های (۱۶-۱۴) تغییرات ضریب برآ، ضریب پسا و نسبت برآ به پسا با طول ناحیه‌ی مکش در سرعت بی‌بعد مکش ۰/۵ و در زوایای حمله‌ی مختلف نشان داده شده است. در این حالت نیز شاهد افزایش ضریب برآ از طول ناحیه‌ی مکش ۱/۵ تا ۲/۵ درصد طول وتر و سپس کاهش آن در طول ناحیه‌ی مکش ۳ درصد طول وتر هستیم. ضریب پسا نیز پس از کاهش تقریباً ثابت می‌شود. اما باید توجه داشته باشیم که با افزایش سرعت بی‌بعد مکش از ۰/۳ به ۰/۵ ، کاهش ضریب برآ و افزایش ضریب پسا بیش‌تر شده است؛ به‌طوری که در زاویه‌ی حمله‌ی ۱۸ درجه از طول ناحیه‌ی مکش ۲/۵ درصد طول وتر تا ۳ درصد طول وتر، ضریب برآ در حدود سه درصد کاهش می‌یابد. ضریب پسا تقریباً ثابت است و نسبت برآ به پسا نیز سه درصد کاهش می‌یابد. در این حالت نیز در زوایای حمله‌ی کوچک تغییرات ضریب برآ، ضریب پسا و نسبت برآ به پسا کم می‌باشد. در شکل (۱۷) تأثیر طول ناحیه‌ی مکش بر گردابه‌های پشت ایرفویل در زاویه‌ی حمله‌ی ۱۶ درجه نشان داده شده است، که در طول ناحیه‌ی مکش ۲/۵ و ۳ درصد طول وتر، گردابه‌ها به‌طور کامل از بین می‌رود و جدایش بر روی ایرفویل به‌وجود نمی‌آید.



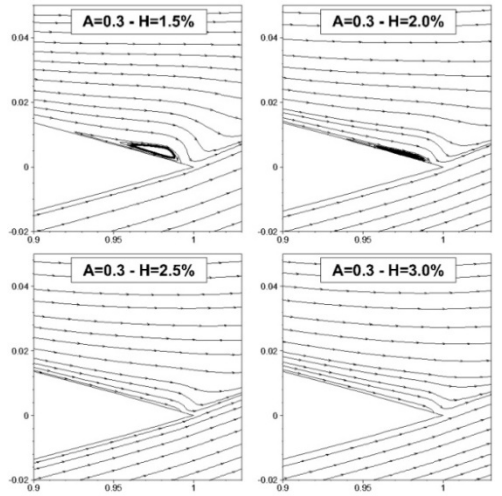
شکل ۱۴ تغییرات ضریب برآ با طول ناحیه‌ی مکش برای سرعت بی‌بعد مکش برابر با ۰/۵



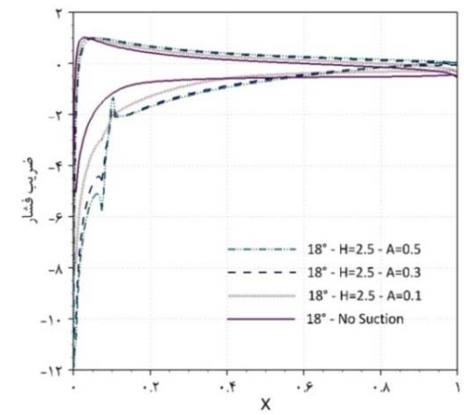
شکل ۱۵ تغییرات ضریب پسا با طول ناحیه‌ی مکش برای سرعت بی‌بعد مکش برابر با ۰/۵



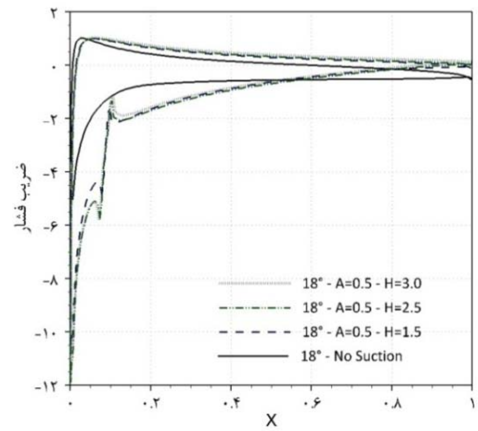
شکل ۱۶ تغییرات نسبت برآ به پسا با طول ناحیه‌ی مکش برای سرعت بی‌بعد مکش برابر با ۰/۵



شکل ۱۷ تأثیر طول ناحیه‌ی مکش بر گردابه‌های پشت ایرفویل در زاویه‌ی حمله‌ی ۱۶ درجه



شکل ۱۸ ضریب فشار بر روی ایرفویل در طول بی‌بعد مکشِ ۲/۵ و سرعت بی‌بعد مکش ۰/۱ تا ۰/۳



شکل ۱۹ ضریب فشار بر روی ایرفویل در سرعت بی‌بعد مکشِ ۰/۵ و طول بی‌بعد مکشِ ۱/۵ تا ۳

در نهایت در شکل‌های (۱۹ و ۱۸) تغییرات ضریب فشار بر روی سطح ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در زاویه‌ی حمله‌ی ۱۸ درجه به‌ترتیب با سرعت‌های بی‌بعد مکش متفاوت (در این حالت طول بی‌بعد ناحیه‌ی مکش برابر با ۲/۵ است) و طول‌های ناحیه‌ی مکش متفاوت (در این حالت سرعت بی‌بعد مکش برابر با ۰/۵ است) نشان داده شده است. همان‌طوری که مشاهده می‌شود در این شکل‌ها ضریب فشار در حالت بدون مکش و همراه با مکش نیز با یکدیگر مقایسه شده‌اند.

نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

در تحقیق حاضر تأثیرات مکش بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ به‌منظور کنترل جریان و هم‌چنین تعیین طول بهینه‌ی جت مکش بر روی سطح بالایی ایرفویل، مورد بررسی و تحلیل قرار گرفت. بدین منظور تأثیر تغییر پارامترهای سرعت بی‌بعد مکش و طول ناحیه‌ی مکش مدل‌سازی عددی شدند و نتایج زیر به‌دست آمد. با افزایش سرعت بی‌بعد مکش، نسبت برآ به پسا افزایش می‌یابد و نقطه‌ی جدایش به پایین‌دست جریان منتقل می‌شود. بیش‌ترین مقدار افزایش نسبت برآ به پسا در سرعت بی‌بعد مکش ۰/۵ و ضریب دمش ۰/۰۰۶۲۵ به‌دست آمد که در این وضعیت و در زاویه‌ی حمله‌ی ۱۸ درجه، گردابه‌های پشت ایرفویل به‌طور کامل از بین رفتند. نتایج نشان دادند که در زوایای حمله‌ی کم، کوچک‌تر از ۱۰ درجه، کنترل جدایش جریان با استفاده از مکش تأثیر چندانی در افزایش مشخصه‌های آیرودینامیکی ایرفویل ندارد. هم‌چنین استفاده از مکش بر روی ایرفویل، می‌تواند زاویه‌ی استال را افزایش دهد، که در این تحقیق با استفاده از ضریب مکش ۰/۰۰۶۲۵ زاویه‌ی استال از ۱۴ درجه در حالت بدون مکش به ۲۲ درجه بهبود یافت.

تأثیر تغییرات طول ناحیه‌ی مکش بر روی سطح

ایرفویل نیز مورد بررسی قرار گرفت. نتایج نشان دادند که با افزایش طول ناحیه‌ی مکش، نسبت برآ به پسا افزایش و نقطه‌ی جدایش به پایین‌دست جریان منتقل می‌شود. با افزایش طول ناحیه‌ی مکش تا ۲/۵ درصد طول وتر ایرفویل، نسبت برآ به پسا افزایش و پس از آن کاهش می‌یابد. در نهایت در زاویه‌ی حمله‌ی ۱۸ درجه، با استفاده از سرعت بی‌بعد مکش ۰/۵ و طول ناحیه‌ی مکش ۲/۵ درصد طول وتر ایرفویل، که طول بهینه‌ی جت مکش می‌باشد، ضریب برآ ۷۵ درصد افزایش و ضریب پسا ۵۷ درصد کاهش یافت و زاویه‌ی استال نیز از ۱٤ به ۲۲ درجه افزایش یافته است.

فهرست علائم

انرژی جنبشی آشفتگی	k
سرعت بی‌بعد مکش	A
سرعت جت مکش	u_j
سرعت جریان آزاد	u_∞
سرعت در جهت x	u
سرعت در جهت y	v
ضریب فشار	C_p
ضریب مکش	C_μ
طول بی‌بعد ناحیه‌ی مکش	H
طول ناحیه‌ی مکش	h
طول وتر ایرفویل	C
فشار استاتیک	P
فشار جریان آزاد	p_∞
محل قرارگیری جت مکش	L_j

علائم یونانی

چگالی جریان آزاد	ρ_∞
چگالی سیال	ρ
دلتای کرونکر	δ_{ij}
زاویه‌ی بین جریان آزاد و سطح ایرفویل در محل جت مکش	β
زاویه‌ی بین جریان ورودی به جت مکش و سطح ایرفویل	θ
زاویه‌ی حمله	α
لزجت آشفتگی	μ_t
لزجت سیال	μ

مراجع

1. Gad-el-hak, M., "*Control Flow: Passive, Active and Reactive Flow Management*", Cambridge University Press, United Kingdom, (2000).
2. Braslow, A.L., "A history of suction type laminar flow control with emphasis on flight research", NASA History Division, Monograph in Aerospace History, Number 13, (1999).
3. Ravindran, S.S., "Active control of flow separation over an airfoil", Report of Langley Research Center, (1999).
4. Glauert, M.B., Walker, W.S., Raymer, W.G. and Gregory, N., "Wind tunnel tests on a thick suction airfoil with a single slot", Aeronautical Research Council, R&M 2646, Cranfield University, Bedford, United Kingdom, (1948).
5. Glauert, M.B., "The application of the exact method of aerofoil design", Aeronautical Research Council, R&M 2683, Cranfield University, Bedford, United Kingdom, (1947).

6. Dirlik, S., Kimmel, K., Sekelsky, A. and Slomski, J., "Experimental evaluation of a 50-percent thick airfoil with blowing and suction boundary layer control", *AIAA Paper*, Vol. 92, (1992).
7. Howe, H.J. and Neumann, B.J., "An experimental evaluation of a low propulsive power discrete suction concept applied to an axisymmetric vehicle", David W. Taylor Naval Ship Research and Development Center, DTNSRDC/TM-16-82/02, Bethesda, Maryland, United States, (1982).
8. Rizzetta, D.P., Visbal, M.R. and Stank, M.J., "Numerical investigation of synthetic jet flow fields", *AIAA Journal*, Vol. 37, pp. 919-927, (1999).
9. Wu, J.Z., Lu, X.Y., Denny, A.G., Fan, M. and Wu, J.M., "Post-stall flow control on an airfoil by local unsteady forcing", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 371, pp. 21-58, (1998).
10. Nae, C., "Synthetics jets influence on NACA0012 airfoil at high angle of attacks", *AIAA Papers*, Vol. 98, (1998).
11. Huang, L., Huang, P.G., and LeBeau, R.P., "Numerical study of blowing and suction control mechanism on NACA0012 airfoil", *Journal of Aircraft*, Vol. 41, pp. 1005-1013, (2004).
12. Rosas, C.R., "Numerical simulation of flow separation Control by oscillatort fluid injection", PhD Thesis, A&M University, Texas, (2005).
13. Beliganur, N.K., and Raymond, P., "Application of evolutionary algorithms to flow control optimization", Report of University of Kentuchky, (2007).
14. You, D., and Moin, P., "Active control of flow separation over an airfoil using synthetic jets", *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 24, pp. 1349-1357, (2008).
15. Akcayoz, E. and Tuncer, I.H., "Numerical investigation of flow control over an airfoil using synthetic jets and its optimization", *5th Ankara International Aerospace Conference*, Ankara, Turkey, August (2009).
16. Kim, S.H., and Kim, C., "Separation control on NACA23012 using synthetic jet", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 13, pp. 172-182, (2009).
17. Piperas, A.T., "Investigation of boundary layer suction on a wind turbine airfoil using CFD", Master Thesis, Technical University of Denmark, Denmark, (2010).
18. Miglore, P. and Oerlemans, S., "Wind tunnel aeroacoustic tests of six airfoils for use on small wind turbines", *AIAA wind Energy Symposium*, (2004).
19. Gregorio, F.D. and Fraioli, G., "Flow control on a high thickness airfoil by a trapped vortex cavity", *14th International Symposium on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics*, Porteguel, (2008).
20. Mashud, M. and Hossain, F., "Experimental study of flow separation control of an airfoil by suction and injection", *Proceedings of the 13th Asian Congress of Fluid Mechanics*, pp. 166-169, Dhaka, Bangladesh, (2010).
21. Shock, R.A., Mallick, S., Chen, H., Yakhot, V. and Zhang, R.," Recent results on two-dimensional airfoils using a lattice Boltzmann-based algorithm", *Journal of Aircraft*, Vol. 39, pp. 434-439, (2002).

22. Hamdani, H., Nauman, M. and Parvez, K., "Separation control by alternating tangential blowing and suction at multiple slots", *23rd Congress of International Council of the Aeronautical Sciences*, Toronto, Canada, (2002).
23. Deng, S., Jiang, L. and Liu, C., "DNS for flow separation control around an airfoil by pulsed jets", *Journal of Computers and Fluids*, Vol. 36, pp. 1040-1060, (2007).
24. Genc, M.S. and Kaynak, U., "Control of laminar separation bubble over a NACA2415 aerofoil at low Reynolds transitional flow using blowing and suction", *13th International Conference on Aerospace Sciences and Aviation Technology*, Cairo, Egypt, (2009).
25. Genc, M.S., Keynak, U. and Yapici, H., "Performance of transition model for predicting low Re aerofoil flows without/with single and simultaneous blowing and suction", *European Journal of Mechanics B/Fluids*, Vol. 30, pp. 218-235, (2011).
26. Yagiz, B., Kandil, O. and Pehlivanoglu, Y.V., "Drag minimization using active and passive flow control techniques", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 17, pp. 21-31, (2012).
27. Abdullah, T.A., Jasim, L.M. and Dawood, A.S., "Excremental of lift/drag ratio enhancement using continuous normal suction", *AL-Rafidain Engineering Journal*, Vol. 20, pp. 76-84, (2012).
28. Goodarzi, M., Fereidouni, R. and Rahimi, M., "Investigation of flow control over a NACA 0012 airfoil by suction effect on aerodynamics characteristics", *Canadian Journal on Mechanical Sciences and Engineering*, Vol. 3, pp. 102-109, (2012).
29. Yousefi, K., Saleh, S.R. and Zahedi, P., "Investigation for increase or decrease the lift and drag coefficient on the airfoil with suction and blowing", *International Conference on Mechanical Engineering and Advanced Technology*, Iran, (2012).
30. Mathieu, J. and Scott, J., "*An Introduction to Turbulent Flow*", Cambridge University Press, United Kingdom, pp. 79-83, (2000).
31. Hanjalic, K. and Launder, B.E., "A Reynolds Stress Model of turbulence and its application to thin shear flows", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 52, pp. 609-638, (1972).
32. Launder, B.E., Reece, G.J. and Rodi, E., "Progress in the development of a Reynolds stress turbulence closure", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 68, pp. 537-566, (1975).
33. Rodi, W., "*Turbulence Models for Environmental Problems*", Prediction Methods for Turbulent Flows, Hemisphere Publishing Corp., Washington, pp. 259-349, (1980).
34. Critzos, C.C., Heyson, H.H. and Boswinkle, W., "Aerodynamics characteristics of NACA0012 airfoil section at angle of attacks from 0° to 180°", Langley Aeronautical Laboratory, Washington, NACA Technical Note 3361, (1955).
35. Jacobs, E. and Sherman, A., "Airfoil section characteristics as affected by variation of the Reynolds number", NACA Report, No. 586-231, (1937).

36. Sheldahl, R.E. and Klimas, "Aerodynamic characteristics of seven airfoil section through 180 degrees angle of attack for use in aerodynamic analysis of vertical axis wind turbines", Sandia National Labs., Report No. SAND80-2114, (1981).
37. Dannenberg, R.E. and Weiberg, J.A., "Section characteristics of a 10.5 percent thick airfoil with area suction as affected by chordwise distribution of permeability", NASA Technical Note 2847, Washington, (1952).